



Received: 2026/07/08
Revised: 2026/07/21
Accepted: 2026/08/25
Published: 2026/09/30

*Corresponding Author:

Gisung Ko

298, Daeseong-ro, Cheongwon-gu, Cheongju-si,
28503, Republic of Korea

Tel: +82-43-229-7842

Fax: +82-43-229-7955

E-mail: kogilove03@cju.ac.kr

국내개발 항공기 엔진의 컴퓨터시스템 감항인증 기준 연구

Computer System Airworthiness Certification Standards for Domestically Developed Aircraft Engines

고기성*

청주대학교 항공기계공학과 조교수

Gisung Ko*

Assistant professor, Department of Aerospace and Mechanical Engineering,
Cheongju University

Abstract

항공기 엔진의 개발 및 제작은 첨단 항공기술의 집합체이다. 항공 선진국으로 도약하기 위해 노력하고 있는 우리나라도 국내에서 항공기 엔진을 개발하기 위한 시도가 이루어지고 있다. 그러나 엔진이 안전하게 운용될 수 있는지를 검증 및 확인하는 감항인증 기준과 방법에 대한 연구는 미미한 실정이다. 특히, 엔진을 제어하는 데 필수적인 컴퓨터시스템의 감항인증은 접근하기 어려운 주제이다. 본 연구에서는 엔진 관련 컴퓨터시스템의 감항인증 기준을 연구하여 성공적인 엔진 개발에 도움이 되고자 한다.

Aircraft engine development and manufacturing showcase the ultimate advancement in aviation technologies. Driven by its ambition to become a leading aviation nation, Korea attempts to engineer its own aircraft engines. While engine design and manufacturing technologies are crucial, research on airworthiness certification standards and methods—which verify and confirm the safe operation of engines—remains inadequate. In particular, securing airworthiness certification for engine-control computer systems remains a critical technical challenge. To support successful engine development, this study evaluates airworthiness certification standards for engine-related computer systems.

Keywords

군용 항공엔진(Military Aircraft Engine),
감항인증(Airworthiness Certification),
전자동 디지털 엔진제어장치(FADEC),
미공군 감항 기술회보(AWB-330),
컴퓨터시스템과 소프트웨어(CS&S)

Acknowledgement

이 논문은 (2025. 3. 1~2027. 2. 28) 학년도에 청주대학교
항공모빌리티연구소가 지원한
학술연구조성비(특별연구과제 유형2)에 의해
연구되었음.

1. 서론

현재 국내에서는 군용항공기에 장착하기 위한 첨단엔진을 개발하기 위한 움직임이 활발하게 진행되고 있다. 방위사업청에 따르면 엔진개발 및 생산의 자립화는 운용 유지비용 절감 및 정비기간 단축에 유리하여 우리 군에서 운용하는 항공무기체계의 최적운용에 기여한다고 밝혔다. 또한, 군용항공엔진의 신뢰성은 항공기 전체 성능에 결정적인 영향을 미치기 때문에 이에 따른 감항인증을 위한 제도 수립이 필수적이라고 하였다[1]. 특히 엔진 구성품 중 하나인 FADEC은 엔진의 연료흐름, 압축기 가변정익(VSV), 터빈 냉각 등 주요 엔진 파라미터를 실시간으로 제어하는 flight-critical 전자 시스템으로, 소프트웨어 결함이 엔진 오작동 또는 추력 손실로 이어질 수 있어 소프트웨어 안전성 수준(safety-critical level)이 높다. 일반적으로, FADEC의 핵심 소프트웨어인 ECU(engine control unit)에 대한 인증기준은 JSSG-2007A에서 DO-178C를 준수[2]하도록 요구하고 있으나, 본 연구에서는 미 공군의 AWB-330(airworthiness bulletin)과 MIL-HDBK-516C 15장(computer system and software)의 감항 인증기준을 적용하여 군용 항공기엔진에 장착되는 FADEC의 설계, 개발, 검증 및 인증 절차에 필수적으로 입증해야 하는 상세사항을 분류 및 분석하여 효율적이고 체계적인 TACC(tailored airworthiness certification criteria)를 도출하기 위한 방안을 제시하였다.

2. FADEC 및 엔진제어 인증 관련 개요

2.1 FADEC 시스템

FADEC(full authority digital engine control)은 항공기 엔진의 모든 제어 기능을 디지털 컴퓨터로 수행하는 시스템이다. ‘전권한(full authority)’이라는 명칭은 조종사의 개입 없이 소프트웨어가 엔진의 모든 작동 파라미터를 자율적으로 조절할 수 있음을 의미한다[3].

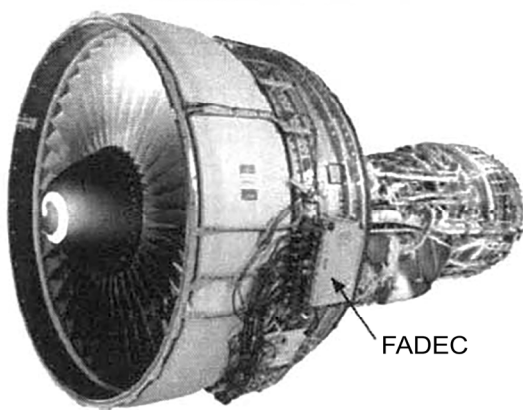


Fig. 1. FADEC installed on CF6-80C2[4]

Fig. 1은 대표적으로 GE사의 CF6-80C2 엔진에 장착된 FADEC을 나타내고 있으며, FADEC의 주요 기능은 다음과 같다.

- 연료 제어(fuel control): 추력 설정에 따른 연료 유량 계량, 엔진 가속/감속 스케줄 관리
- 과속 보호(overspeed protection): N1/N2 회전속도 제한, 과열 방지 로직
- 시동 제어(start sequencing): 지상/공중 시동 절차 자동화, 착화 시퀀스 제어
- 가변 형상 제어(variable geometry control): 압축기 VSV, 팬 가변 피치 각도 최적화
- 블리드 관리(bleed air management): 엔진 블리드 추출량 조절로 효율 최적화
- 건강상태 모니터링(engine health monitoring): 실시간 파라미터 감시 및 BITE(built-in test equipment) 기능
- 이중화 채널 관리(redundancy management): active/standby 채널 전환 논리

2.2 AWB-330

AWB-330은 미 공군에서 발간한 추진시스템의 형식인증에 대한 감항성 지침이 담긴 기술회보이다. 이 회보는 미국 공군(USAF) 항공 시스템에 사용되는 TMS(type, model, series) 추진 시스템의 형식 인증(type certification)을 확립하고, 추진 장치의 설계 승인서(design approvals) 발행 절차와 통합된 항공 시스템 감항 평가 방식을 정의한다.

이 지침은 미연방항공국(FAA)이나 기타 민간 항공 감항성 형식인증 절차에 의해 형식 설계 통제를 받지 않는 군에서 개발되었거나 군 고유 추진 시스템에 적용된다. 민간에서 개발되어 상업용 파생 항공기에 장착된 추진 시스템에는 적용되지 않는다.

이 문서의 내용 중 6.3장절인 “추진 인증 기준(Propulsion Certification Basis, CB)”의 a. 항목의 내용에는 “TMS CE는 MIL-HDBK-516을 바탕으로 미장착 추진 시스템에 대한 TMS CB를 작성해야 하며, 이 CB에는 4장, 7장, 14장, 15장, 16장에서 적용 가능한 추진 관련 기준들이 식별돼야 한다.”라고 명시되어 있다. 해당 장절 내용에서 지정한 MIL-HDBK-516의 해당 장절의 상세 내용은 아래와 같다[5].

- 4장: 시스템 엔지니어링(system engineering)
- 7장: 추진체 및 추진체 장착(propulsion & installations)
- 14장: 시스템 안전(system safety)
- 15장: 컴퓨터시스템과 소프트웨어(computer system & software)
- 16장: 정비(maintenance)

AWB-330에서 제시하고 있는 신규 개발 엔진 형식인증에 대한 프로세스는 Fig. 2와 같다.

2.3 MIL-HDBK-516 15장 컴퓨터시스템과 소프트웨어(CS&S)

MIL-HDBK-516은 미 국방부에서 발간한 군용항공기 감항인증 기준 및 표준이 기술된 문서로서 현재는 C version으로 널리 사용되고 있으며, Fig. 3와 같이 국내에서는 2009년 「군용항공기 비행안전성 인증에 관한 법률」에 따라 MIL-HDBK-516C를 기반으

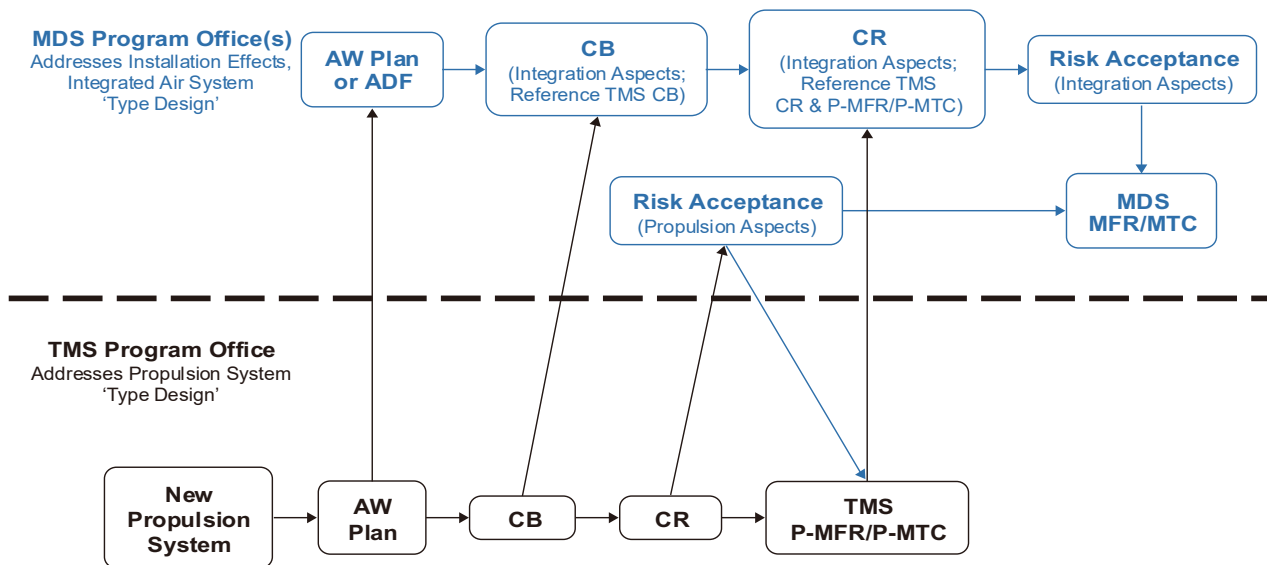


Fig. 2. New propulsion system type certification process



Fig. 3. Korean Airworthiness Standard Certification Part I (DAPA)

로 한 표준감항인증기준 Part I이 방위사업청장에 의해 고시되었다. 조만간 D version이 나올 예정이다.

이 중 15장절에서 컴퓨터시스템과 소프트웨어 인증 기준 및 프로세스를 기술하였다[6].

MIL-HDBK-516C 15장은 6개의 주요 장절과 42개의 세부기준으로 구성되어 있으며, 컴퓨터시스템과 관련된 기준은 15.1절 시스템처리 아키텍처, 15.2절 시스템처리 아키텍처 요소설계, 하드웨어와 관련된 기준은 15.3절, 소프트웨어와 관련된 기준은 15.4절 등에서 다루고 있다.

특히 최근 통합된 컴퓨터 시스템 아키텍처의 등장으로 항공기 시스템 기능은 센서 정보, 데이터 버스,

세부 시스템 처리, 백플레인, 출력 신호, 데이터/시스템 지연시간 요구사항, 소프트웨어 파티셔닝 등의 통합 컴퓨터 시스템 아키텍처에서 안전필수 기능(SCF)의 실행에 대한 의존도가 높아짐에 따라 기준 미충족 및 충족방안에 관련하여 다수의 의견충돌을 경험하였다. 이러한 문제를 해결하고자 美 공군 감항성 회람 AC-17-01을 발간하여, MIL-HDBK-516C 15장의 프로세스를 원활하게 하였다.

3. 엔진 컴퓨터시스템 감항인증 기준 연구 방법

3.1 단계별 연구방법 및 분석 방안

본 장절에서는 Fig. 4와 같이 항공 엔진 컴퓨터시스템의 형식인증에 적합한 TACC(안) 초안을 도출하고, 엔진 개발 과정 중 성숙화된 최종 TACC(안)를 제시하는 것이 목적이며, 항공엔진 컴퓨터시스템 개발시 적용 가능한 기준 식별 및 해당 기준에 대한 적용근거(테일러링 사유)를 식별하였으며, 적합성 검증방법(MOC) 및 기준충족을 위한 근거자료 목록을 조사하였다. 특히 중점을 둔 부분은 시스템 처리 아키텍처 요소의 설계와 기능적 통합, 하드웨어/전자장비 처리, 소프트웨어 개발 절차, 소프트웨어 아키텍처와 설계, 소프트웨어 인증 및 설치이며, FADEC 시스템의 HW/SW의 설계, 해석, 시험, 평가와 JSSG-2008(vehicle control management system)에 기술된 주요 내용의 입증이다.

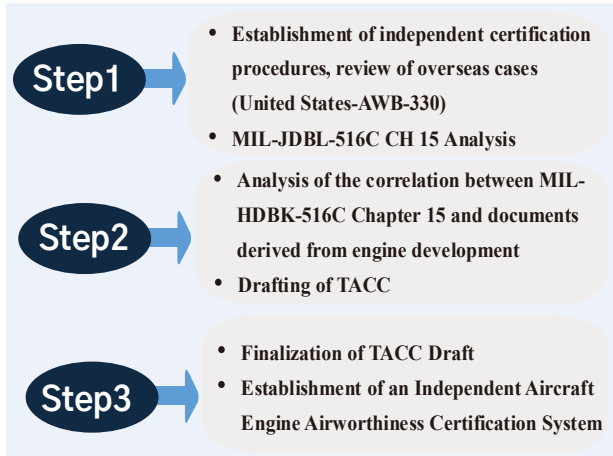


Fig. 4. Stepwise execution plan

Table 1과 같이 입증을 위해 먼저 각 기준별 체계 적용관점 / 엔진 적용관점으로 인증기준, 표준 및 적합성 검증방법 테일러링을 위한 분석 방법(안)을 도출하였다.

감항성 입증을 위한 소프트웨어 산출물은 기본적으로 아래와 같으며, 방위사업청의 무기체계 소프트웨어 개발 및 관리 매뉴얼에 따라 추가될 수도 있다.

- 소프트웨어 개발 계획 (PSAC: Plan for software aspects of certification)
- 소프트웨어 개발 표준 (SDS: Software development standards)
- 소프트웨어 검증 계획 (SVP: Software verification plan)
- 소프트웨어 형상관리 계획 (SCMP: Software configuration management plan)
- 소프트웨어 품질보증 계획 (SQAP: Software quality assurance plan) 등

3.2 일반적인 FADEC의 소프트웨어 구조와 인터페이스

FADEC 소프트웨어는 일반적으로 계층적 구조를 갖는다. 최하위 계층에 BSP(board support package)가 위치하고, 그 위에 RTOS(real-time operating system), 미들웨어, 그리고 응용 소프트웨어 계층이 적층된다. 또한, FADEC은 엔진의 상태를 실시간으로 확인하기 때문에 내부적으로 복잡한 인터페이스를 가지고 있다. Fig. 5는 Boeing 777항공기에 장착되는 GE90 엔진의 복잡한 FADEC 입출력 계통을 나타낸 그림이다.

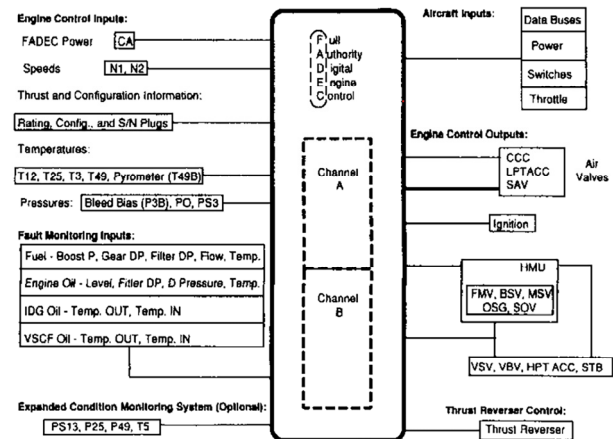


Fig. 5. FADEC interface, GE90/B777

FADEC의 기본적인 응용 소프트웨어는 기능적 분리 원칙에 따라 제어 기능(control functions), 감시 기능(monitor functions), 진단 기능(bite functions)으로 구분되며, 각 파티션은 독립적인 메모리 공간과 실행 시간을 할당받는다. ARINC 653 파티셔닝 표준 또는 이에 준하는 메커니즘이 적용되어 소프트웨어

Table 1. Example of detailed analysis content for each criterion analysis and review

Applicability Status	Main System or Engine it self	Applicability Basis (Tailoring Rationale)	Method of Compliance (MOC)	Objective Evidence List
Application: Criteria applicable to unmanned aerial vehicle systems and engines	Vehicle System: Standards required for unmanned aerial vehicle system development	Describe in detail the reasons and grounds for application, and present the reasons and grounds for non-application even if not applied.	I : INSPECTION A : ANALYSIS D : DEMONSTRATION T : TEST	Evidential materials, etc. required to verify and substantiate the relevant standards (all various design and technical data, such as documents and drawings)
Not Applicable: Criteria not required for application to unmanned aerial vehicle systems and engines	Engine Standalone: Criteria required for developing an engine standalone			

트웨어 간 간섭을 원천 차단한다. 또한, FADEC 소프트웨어는 기능 위험성 평가(FHA, functional hazard assessment)를 통해 안전 분류를 결정한다. FADEC 핵심 제어 기능은 일반적으로 다음 기준을 만족해야 한다.

- 고장 확률: 비행시간당 10^{-9} 미만(catastrophic 수준)
- MIL-HDBK-516C 소프트웨어 안전성 수준: Level I (safety-critical)
- 설계 보증: FMEA, FTA, CCA(공통 원인 분석) 수행 필수

4. 상세 분석 내용

3.1장에서 도출된 표준 및 적합성 검증방법 테일러링을 위한 분석 방법(안)을 바탕으로 15장(컴퓨터시스템과 소프트웨어)의 총 기준수 42개 중 40개가 적용되고 2개가 미적용된 것으로 분석되었다. 상세 분석 내용은 Table 2와 같다.

Table 2. Detailed analysis content

Chapter 15 Detailed Criteria	System	Engine
15.1.1 Safety critical functions (SCFs)	●	●
15.1.2 SPA requirements	●	●
15.1.3 SPA redundancy	●	●
15.1.4 SCF threads	●	●
15.1.5 Probability of loss of control and hazard mitigations	●	●
15.1.6 SPA interfaces	●	●
15.1.7 Computer System Integrity Levels (CSILs)	●	●
15.1.8 CSIL processes	●	●
15.1.9 Data flow and control flow	●	●
15.1.10 Physical and functional separation	●	●
15.1.11 Notification of loss of critical processing	●	●
15.1.12 Uninterruptable power	●	-
15.2.1 Functional coupling	●	●
15.2.2 Functional autonomy and critical data sources	●	●
15.2.3 Integration methodology	●	●
15.2.4 Critical discrepancies	●	●
15.2.5 Simulations, models and tools	●	●
15.2.6 Safety interlocks	●	●

Chapter 15 Detailed Criteria	System	Engine
15.2.7 Single event upset (SEU) susceptibility	-	-
15.2.8 Security techniques	●	●
15.3.1 Safety supporting hardware element (SSHE) performance	●	●
15.3.2 Separation of safety critical hardware components	●	●
15.3.3 Data bus redundancy	●	●
15.3.4 Environmental qualification	●	●
15.4.1 Software processes	●	●
15.4.2 Traceability	●	●
15.4.3 Configuration management	●	●
15.5.1 Software architecture	●	●
15.5.2 Software control structure and execution rates	●	●
15.5.3 Software architecture attributes and performance	●	●
15.5.4 Dynamic operation	●	●
15.5.5 Failure management and redundancy management	●	●
15.5.6 Digital system failures	●	●
15.5.7 Restart and reset capabilities	●	●
15.5.8 Unsafe techniques	●	●
15.5.9 Resource capacity	●	●
15.5.10 Safety Supporting Software Elements (SSSE) performance	●	●
15.6.1 Software test methodology	●	●
15.6.2 Full qualification of software	●	●
15.6.3 Software build process	●	●
15.6.4 Software load compatibility	●	●
15.6.5 Software load process	●	●

15.1.1.12 무정전 전원은 엔진단독으로는 적용되지 않는다고 판단하였고, 항공기 체계에서 GCS에 무정전전원 시스템이 요구도가 있을 경우 적용하는 것이 타당하다는 결론을 내렸다.

또한, 15.2.7의 단일사건고장(SEU) 기준은 60,000 ft 이상의 고고도 무인기 등에 적용되는 기준으로, 아직 개발 초기 단계인 국내 개발 실정을 고려할 때 현 단계에서는 적용이 불필요한 것으로 판단된다. 다만, 향후 요구도상의 최대 운용고도가 확정될 경우 본 기준의 적용 필요성을 재검토하거나, 관련 기술협의를 거쳐야 할 것으로 보인다.

나머지 기준들은 FADEC이 비행시간당 10^{-9} 미만의 catastrophic 수준이며, 고장시 심각한 수준을 야기시키는 safety-critical한 중요한 컴퓨터시스템이

므로 모두 적용해야 한다고 판단하였다.

5. 결론

본 연구는 엔진을 제어하는 데 필수적인 컴퓨터시스템인 FADEC에 적용되는 감항인증 및 개발을 위한 기준 적용에 대한 방안을 제시하였다. 미 공군 감항 기술회보인 AWB-330과 감항기준이 기술된 MIL-HDBK-516C의 15장 컴퓨터시스템 및 소프트웨어 장절의 42개 항목을 모두 분석하여 국내 연구진이 FADEC을 개발할 때와 안전성 인증을 위한 감항인증 심사 시 객관적인 접근 방법이 될 수 있도록 하였다.

향후, 엔진개발이 본격적인 궤도에 진입하면 입증 문서에 대한 상세한 분석을 통해 기준 충족을 위한 효과적인 방안을 연구할 계획이다. 또한, 조만간 공표될 MIL-HDBK-516 D version의 15장절을 상세 연구하여 감항인증 발전에 도움을 주고자 한다.

본 연구 결과로 인해 첨단항공기술의 집합체라고 할 수 있는 군용 항공기 엔진의 성공적인 개발에 도움이 되고자 한다.

참고문헌

- [1] 방위사업청, 첨단 엔진개발 기본계획, 2025.
- [2] DoD, Aircraft Turbine Engines Joint Service Specification Guide: Engine, Aircraft, Turbine, JSSG-2007A, 2004.
- [3] Meherwan P. Boyce, Gas Turbin Engineering Handbook, Gulf Publishing Company, 1982, pp. 494-529.
- [4] Kang-Yi Lee, Sang-Ho Han, Young-Kwon Jin, Sang-Joon Lee, & Kui-Soon Kim, 'A Study on Certification of Electronic Engine Control,' Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, VOL. 33, NO. 1, pp. 104-109.
- [5] USAF, Airworthiness Bulletin (AWB)-330 Subject: Propulsion System Type Certification, 2017.
- [6] DoD, Airworthiness Certification Criteria, MIL-HDBK-516C, 2014.